

This Page Is Inserted by IFW Operations
and is not a part of the Official Record

BEST AVAILABLE IMAGES

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images may include (but are not limited to):

- BLACK BORDERS
- TEXT CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES
- FADED TEXT
- ILLEGIBLE TEXT
- SKEWED/SLANTED IMAGES
- COLORED PHOTOS
- BLACK OR VERY BLACK AND WHITE DARK PHOTOS
- GRAY SCALE DOCUMENTS

IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.

**As rescanning documents *will not* correct images,
please do not report the images to the
Image Problem Mailbox.**

IN THE UNITED STATES PATENT AND TRADEMARK OFFICE

IN RE APPLICATION OF: Eisaku ITO, et al.

GAU:

SERIAL NO: NEW APPLICATION

EXAMINER:

FILED: HEREWITH

FOR: BLADE OF A GAS TURBINE



REQUEST FOR PRIORITY

ASSISTANT COMMISSIONER FOR PATENTS
WASHINGTON, D.C. 20231

SIR:

- ☐ Full benefit of the filing date of U.S. Application Serial Number, filed, is claimed pursuant to the provisions of 35 U.S.C. §120.
- ☐ Full benefit of the filing date of U.S. Provisional Application Serial Number, filed, is claimed pursuant to the provisions of 35 U.S.C. §119(e).
- ☒ Applicants claim any right to priority from any earlier filed applications to which they may be entitled pursuant to the provisions of 35 U.S.C. §119, as noted below.

In the matter of the above-identified application for patent, notice is hereby given that the applicants claim as priority:

<u>COUNTRY</u>	<u>APPLICATION NUMBER</u>	<u>MONTH/DAY/YEAR</u>
Japan	2001-005723	January 12, 2001

Certified copies of the corresponding Convention Application(s)

- ☒ are submitted herewith
- ☐ will be submitted prior to payment of the Final Fee
- ☐ were filed in prior application Serial No. filed
- ☐ were submitted to the International Bureau in PCT Application Number .
Receipt of the certified copies by the International Bureau in a timely manner under PCT Rule 17.1(a) has been acknowledged as evidenced by the attached PCT/IB/304.
- ☐ (A) Application Serial No.(s) were filed in prior application Serial No. filed ; and
(B) Application Serial No.(s)
 - ☐ are submitted herewith
 - ☐ will be submitted prior to payment of the Final Fee

Respectfully Submitted,

OBLON, SPIVAK, McCLELLAND,
MAIER & NEUSTADT, P.C.


C. Irvin McClelland
Registration No. 21,124



22850

日 本 国 特 許 庁
JAPAN PATENT OFFICE



別紙添付の書類に記載されている事項は下記の出願書類に記載されている事項と同一であることを証明する。

This is to certify that the annexed is a true copy of the following application as filed with this Office

出 願 年 月 日

Date of Application:

2001年 1月12日

出 願 番 号

Application Number:

特願2001-005723

出 願 人

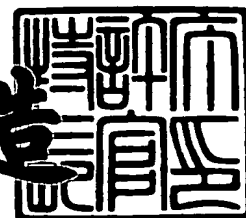
Applicant(s):

三菱重工業株式会社

2001年 8月 3日

特許庁長官
Commissioner,
Japan Patent Office

及川耕造



出証番号 出証特2001-3068827

【書類名】 特許願

【整理番号】 200003016

【提出日】 平成13年 1月12日

【あて先】 特許庁長官殿

【国際特許分類】 F01D 5/14

【発明者】

 【住所又は居所】 兵庫県高砂市荒井町新浜2丁目1番1号 三菱重工業株式会社 高砂製作所内

 【氏名】 伊藤 栄作

【発明者】

 【住所又は居所】 兵庫県高砂市荒井町新浜2丁目1番1号 三菱重工業株式会社 高砂製作所内

 【氏名】 上松 一雄

【特許出願人】

 【識別番号】 000006208

 【氏名又は名称】 三菱重工業株式会社

【代理人】

 【識別番号】 100089118

 【弁理士】

 【氏名又は名称】 酒井 宏明

【選任した代理人】

 【識別番号】 100110560

 【弁理士】

 【氏名又は名称】 松下 恵三

【手数料の表示】

 【予納台帳番号】 036711

 【納付金額】 21,000円

【提出物件の目録】

 【物件名】 明細書 1

特 2 0 0 1 - 0 0 5 7 2 3

【物件名】 図面 1

【物件名】 要約書 1

【包括委任状番号】 9902892

【ブルーフの要否】 要

【書類名】 明細書

【発明の名称】 ガスタービン翼

【特許請求の範囲】

【請求項 1】 翼の転向角が大きいガスタービン翼において、隣り合う前記翼の腹面と背面との内接円の径が前縁から後縁にかけて小さくなる、ことを特徴とするガスタービン翼。

【請求項 2】 前記転向角が 115° 以上であり、前記翼の最大肉厚と翼弦長との比が 0.15 以上であり、前記後縁のウェッジ角が 10° 以下である、ことを特徴とする請求項 1 に記載のガスタービン翼。

【請求項 3】 前記翼は、冷却通路が前記後縁の近傍にある冷却翼であって、前記後縁の肉厚と隣り合う前記翼の間のスロートとの比が 0.15 以下である、ことを特徴とする請求項 1 に記載のガスタービン翼。

【請求項 4】 前記翼は、冷却通路が前記後縁の近傍にある冷却翼であって、前記冷却通路から前記後縁までの距離と前記翼の後縁肉厚との比が 2 以下である、ことを特徴とする請求項 1 に記載のガスタービン翼。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】

この発明は、ガスタービン翼に係り、特に、転向角が大きく仕事が多い高負荷のガスタービンに最適なガスタービン翼に関するものである。

【0002】

【従来の技術】

ガスタービン翼について、図 7～図 12 を参照して説明する。ガスタービンは、一般に、ケーシング（翼環ないし車室など）に円環に配列された複数段の静翼と、ロータ（ハブないしベースなど）に円環に配列された複数段の動翼 1 とを備える。以下、一段の動翼 1 について説明する。

【0003】

前記動翼 1 は、図 7 に示すように、前縁 2 と、後縁 3 と、前記前縁 2 と前記後縁 3 を結ぶ腹面 4 および背面 5 とから構成されている。そして、燃焼ガス G 1、

G 2 は、図 7 に示すように、隣り合う前記動翼 1、1 の腹面 4 と背面 5 との間の通路 6 において、流入角 $\alpha 1$ で流入し（符号 G 1）、転向して流出角 $\alpha 2$ で流出する（符号 G 2）。この燃焼ガス G 1、G 2 の流れにより、動翼 1 を介してロータが白抜き矢印 U 方向に回転する。

【0004】

前記燃焼ガス G 1、G 2 が流れる前記動翼 1、1 の通路 6 の幅（通路幅）は、図 8 中の実線曲線に示すように、前縁 2 から後縁 3 にかけて徐々に小さくなっている。後縁 3 において、最小幅、すなわち、スロート O となっている。このように、前記動翼 1、1 の通路幅を燃焼ガス G 1、G 2 の流れ方向に沿って狭めることにより、燃焼ガス G 1、G 2 が膨張加速されて、タービン効率が向上されることとなる。

【0005】

近年、ガスタービンにおいては、たとえば、圧力比が 20 以上であり、かつ、タービン入口ガス温度が 1400°C 以上の高負荷のガスタービンが主流となっている。

【0006】

前記高負荷のガスタービンとしては、下記の 2 つがある。1 つは、翼の段数を、たとえば、4 段から 5 段に、増加した高負荷ガスタービンである。他の 1 つは、翼の段数を増加しないで、たとえば、4 段のままで、各段の各翼の担う仕事を大きくした高負荷ガスタービンである。前記 2 つの高負荷ガスタービンのうち、他の 1 つの高負荷ガスタービンのほうが、コスト面で優れている。

【0007】

前記各段の各翼の仕事 ΔH を大きくするためには、図 9 および図 10 と、下式（1）、（2）に示すように、翼の転向角 $\Delta \alpha$ を大きくする必要がある。

$$\Delta H = U \times \Delta V \theta \quad \cdots \cdots \quad (1)$$

$$\Delta V \theta = V \theta 1 + V \theta 2 \quad \cdots \cdots \quad (2)$$

なお、上式（1）、（2）に限り、この場合の $V \theta$ は、絶対系で定義された周方向速度成分、他は、相対系周方向速度成分である。

【0008】

すなわち、 U は、動翼1の周速を示す。この動翼1の周速 U は、ロータの回転中心から動翼1のチップまでの距離と、ロータおよび動翼1の回転速度とにより、決定してほぼ一定である。このために、各段の各翼の仕事 ΔH を大きくするには、まず、燃焼ガス G_1 、 G_2 の向き $\Delta V\theta$ を大きくする必要がある。

【0009】

つぎに、燃焼ガス G_1 、 G_2 の向き $\Delta V\theta$ を大きくするには、流入側の燃焼ガス G_1 の向き $V\theta_1$ と、流出側の燃焼ガス G_2 の向き $V\theta_2$ とをそれぞれ大きくする必要がある。

【0010】

前記流入側の燃焼ガス G_1 の向き $V\theta_1$ を大きくすると、流入角 α_1 が大きくなる。また、流出側の燃焼ガス G_2 の向き $V\theta_2$ を大きくすると、流出角 α_2 が大きくなる。この流入角 α_1 と流出角 α_2 とを大きくすると、転向角 $\Delta\alpha$ が大きくなる（図10参照）。この結果、転向角 $\Delta\alpha$ を大きくすると、各段の各翼の仕事 ΔH が大きくなる。

【0011】

そこで、図11および図12に示すように、流入角 α_3 と流出角 α_4 とを、図7に示す流入角 α_1 と流出角 α_2 とよりも大きくして、転向角 $\Delta\alpha_1$ を、図10に示す転向角 $\Delta\alpha$ よりも大きくすることが考えられる。

【0012】

【発明が解決しようとする課題】

ところが、前記流入角 α_3 と流出角 α_4 とを、ただ単に、大きくしただけでは、下記の不具合が生じる。すなわち、前記流入角 α_3 と流出角 α_4 とを、ただ単に大きくすると、通路幅が図8中の一点鎖線曲線に示す通路幅となる。

【0013】

この結果、図8に示すように、前縁2よりも後方の箇所に最大幅7ができ、また、後縁3よりも前方の箇所に最小幅8、すなわち、スロートOよりも小さい幅ができる。すると、一点鎖線矢印に示すように、前縁2から最大幅7までの間と、最小幅8から後縁3までの間とにおいて、減速通路（ディフューザ通路）が形成される。このために、燃焼ガス G_1 、 G_2 の流れが減速されて、タービン効率

の損失が大きくなる。

【0014】

このように、翼の転向角をただ単に大きくしただけでは、仕事が多い高負荷のガスタービンには適さないなどの課題がある。なお、このことは、前記の動翼1以外に、静翼でも同じ課題として言える。

【0015】

この発明は、転向角が大きく仕事が多い高負荷のガスタービンに最適なガスタービン翼を提供することを目的とする。

【0016】

【課題を解決するための手段】

上記の目的を達成するために、請求項1にかかる発明は、隣り合う翼の腹面と背面との内接円の径が前縁から後縁にかけて小さくなる、ことを特徴とする。

【0017】

この結果、請求項1にかかる発明は、流入角と流出角とを大きくしても、隣り合う翼の間の通路において、減速通路となることがない。これにより、転向角が大きく仕事が多い高負荷のガスタービンに最適なガスタービン翼を提供することができる。

【0018】

また、請求項2にかかる発明は、転向角が 115° 以上であり、翼の最大肉厚と翼弦長との比が0.15以上であり、後縁のウェッジ角が 10° 以下である、ことを特徴とする。

【0019】

この結果、請求項2にかかる発明は、隣り合う翼の腹面と背面との内接円の径が前縁から後縁にかけて小さくなる通路が、幾何学的に、決定する。このために、ガスタービン翼の設計を最適設計とすることが可能である。

【0020】

また、請求項3にかかる発明は、冷却通路が後縁の近傍にある冷却翼において、後縁の肉厚と隣り合う翼の間のスロートとの比が0.15以下である、ことを特徴とする。

【 0 0 2 1 】

この結果、請求項 3 にかかる発明は、冷却通路が後縁の近傍にある冷却翼であっても、隣り合う翼の腹面と背面との内接円の径が前縁から後縁にかけて小さくなる通路が、幾何学的に、決定する。このために、冷却通路が後縁の近傍にある冷却翼の設計が簡単である。

【 0 0 2 2 】

また、請求項 4 にかかる発明は、冷却通路が後縁の近傍にある冷却翼において、冷却通路から後縁までの距離と翼の後縁肉厚との比が 2 以下である、ことを特徴とする。

【 0 0 2 3 】

この結果、請求項 4 にかかる発明は、請求項 3 にかかる発明と同様に、冷却通路が後縁の近傍にある冷却翼であっても、隣り合う翼の腹面と背面との内接円の径が前縁から後縁にかけて小さくなる通路が、幾何学的に、決定する。このために、冷却通路が後縁の近傍にある冷却翼の設計が簡単である。

【 0 0 2 4 】

【発明の実施の形態】

以下、この発明にかかるガスタービン翼の実施の形態の 1 例を図 1 ～図 6 を参照して説明する。なお、この実施の形態によりこのガスタービン翼が限定されるものではない。図中、図 7 ～図 1 2 と同符号は同一のものを示す。

【 0 0 2 5 】

(請求項 1 にかかる発明のガスタービン翼の説明)

この実施の形態におけるガスタービン翼、すなわち、動翼 1 0 は、流入角 $\alpha 3$ と流出角 $\alpha 4$ とを大きくして、転向角 $\Delta \alpha 1$ を大きくする。たとえば、流出角 $\alpha 4$ は、約 $60 \sim 70^\circ$ とし、また、転向角 $\Delta \alpha 1$ は、約 $115^\circ \sim 150^\circ$ とする。この結果、前記動翼 1 0 は、転向角 $\Delta \alpha 1$ を大きくすることができるので、仕事が多い高負荷のガスタービンに最適なガスタービン翼となる。

【 0 0 2 6 】

また、前記動翼 1 0 において、図 2 に示すように、隣り合う動翼 1 0 の腹面 4 と背面 5 との内接円 9 1、9 2、9 3、9 4 の径（直径）R 1、R 2、R 3、R

4 が前縁 2 から後縁 3 にかけて小さくなるように構成されている。

【0027】

すなわち、実線で示されている内接円 9 1（前縁 2 において内接する円）の径 R_1 > 一点鎖線で示されている内接円 9 2 の径 R_2 > 二点鎖線で示されている内接円 9 3 の径 R_3 > 破線で示されている内接円 9 4（後縁 3 において内接する円）の径 R_4 （スロート O）となる通路 6 が形成されることとなる。

【0028】

この実施の形態における動翼 1 0 は、以上のごとき構成からなるので、流入角 α_3 と流出角 α_4 とを大きくしても、隣り合う動翼 1 0 の間の通路 6 において、減速通路となることがない。これにより、この実施の形態における動翼 1 0 は、転向角 $\Delta\alpha_1$ が大きく仕事が多い高負荷のガスタービンに最適な動翼を提供することができる。

【0029】

以下、従来のガスタービン翼（動翼 1）とこの実施の形態における動翼 1 0 とのタービン効率について図 5 を参照して説明する。すなわち、従来のガスタービン翼（動翼 1）は、図 5 中の実線曲線で囲まれ、かつ、斜線が施された部分で示されるように、転向角 $\Delta\alpha_1$ が約 115° 以上となると、タービン効率が極端に低下する。一方、この実施の形態における動翼 1 0 は、図 5 中の破線曲線で示されるように、転向角 $\Delta\alpha_1$ が約 115° 以上となっても、高いタービン効率を維持することができる。

【0030】

（請求項 2 にかかる発明のガスタービン翼の説明）

図 3 は、前記動翼 1 0 の具体的構成を示す説明図である。この図 3 において、転向角 $\Delta\alpha_1$ は、約 $115^\circ \sim 150^\circ$ とする。また、動翼 1 0 の最大肉厚 T_{max} と、翼弦長 C との比 T_{max}/C は、約 0.15 以上とする。さらに、動翼 1 0 の後縁のウェッジ角 WA は、約 10° 以下とするものである。

【0031】

つぎに、前記動翼 1 0 の製造工程（設計工程）を図 3 を参照して説明する。まず、流入角 α_3 と流出角 α_4 とを決める。ついで、前記流入角 α_3 と流出角 α_4

とから求められる転向角 $\Delta\alpha_1$ に沿ってキャンパーライン9を決める。それから、後縁のウェッジ角 WA を決める。そして、動翼10の肉厚 T 、 T_{max} を決める。これにより、前記動翼10が製造されることとなる。

【0032】

前記動翼10の最大肉厚 T_{max} と、翼弦長 C との比 T_{max}/C が約0.15以上とは、図4(A)のグラフに示す特性条件において、直線 L から矢印方向側の部分となる。また、前記動翼10の後縁のウェッジ角 WA は、約 10° 以下とは、図4(B)のグラフに示す特性条件において、直線 L から矢印方向側の部分となる。

【0033】

前記の2つの特性条件を満足すると、図8中の実線曲線で示す通路6(図2に示すように、隣り合う動翼10の腹面4と背面5との内接円91、92、93、94の径 R_1 、 R_2 、 R_3 、 R_4 が前縁2から後縁3にかけて小さくなる通路6)が、幾何学的に、決定する。すなわち、前記動翼10の最大肉厚 T_{max} と、翼弦長 C との比 T_{max}/C を約0.15以上とすると、図8中の一点鎖線曲線にて示される最大幅7側の部分が矢印に示すように実線曲線に沿うように補正される。また、前記動翼10の後縁のウェッジ角 WA を約 10° 以下とすると、図8中の一点鎖線曲線にて示される最小幅8側の部分が矢印に示すように実線曲線に沿うように補正される。このために、前記動翼10の設計が簡単である。

【0034】

また、図6に示すように、前記動翼10の後縁のウェッジ角 WA が、約 10° 以上であると、タービン効率の損失が大きい、約 10° 以下であると、タービン効率の損失が低下する。なお、図6において、破線曲線は、流出角 α_4 が 60° の場合の動翼10、同じく、実線曲線は、流出角 α_4 が 70° の場合の動翼10についてそれぞれ示す。

【0035】

(請求項3にかかる発明のガスタービン翼の説明)

また、前記動翼10においては、図1に示すように、冷却通路11が後縁3の近傍にある冷却動翼である場合がある。この冷却動翼10の後縁3には、冷却エ

ア a を噴出する噴出口 1 2 が設けられている。なお、前記噴出口 1 2 は、前記冷却動翼 1 0 の後縁 3 のハブ側からチップ側にかけて 1 個もしくは複数個設けられている。

【 0 0 3 6 】

前記冷却動翼 1 0 においては、図 1 に示すように、構成することができる。すなわち、動翼 1 0 の後縁 3 の肉厚 d と、隣り合う動翼 1 0 の間のスロート ϕ との比 d/ϕ は、約 0.15 以下とするものである。

【 0 0 3 7 】

前記動翼 1 0 の後縁 3 の肉厚 d と、隣り合う動翼 1 0 の間のスロート ϕ との比 d/ϕ が約 0.15 以下とは、図 4 (C) のグラフに示す特性条件において、直線 L から矢印方向側の部分となる。

【 0 0 3 8 】

前記の特性条件を満足すると、冷却通路 1 1 が後縁 3 の近傍にある冷却動翼 1 0 であっても、図 8 中の実線曲線で示す通路 6 (図 2 に示すように、隣り合う動翼 1 0 の腹面 4 と背面 5 との内接円 9 1、9 2、9 3、9 4 の径 R_1 、 R_2 、 R_3 、 R_4 が前縁 2 から後縁 3 にかけて小さくなる通路 6) が、幾何学的に、決定する。このために、冷却通路 1 1 が後縁 3 の近傍にある冷却動翼 1 0 の設計が簡単である。

【 0 0 3 9 】

(請求項 4 にかかる発明のガスタービン翼の説明)

さらに、冷却通路 1 1 が後縁 3 の近傍にある前記冷却動翼 1 0 においては、図 1 に示すように、冷却通路 1 1 から後縁 3 までの距離 L_1 (後縁吹き出しの有無に関わらず。但し、後縁吹き出しがある場合は、噴出口 1 2 の長さ) と翼の後縁肉厚 d との比 L_1/d を 2 以下とするものである。

【 0 0 4 0 】

前記の特性条件を満足すると、前記の請求項 3 にかかる発明のガスタービン翼 (冷却動翼 1 0) と同様に、冷却通路 1 1 が後縁 3 の近傍にある冷却動翼 1 0 であっても、図 8 中の実線曲線で示す通路 6 (図 2 に示すように、隣り合う動翼 1 0 の腹面 4 と背面 5 との内接円 9 1、9 2、9 3、9 4 の径 R_1 、 R_2 、 R_3 、

R4が前縁2から後縁3にかけて小さくなる通路6)が、幾何学的に、決定する。このために、冷却通路11が後縁3の近傍にある冷却動翼10の設計が簡単である。

【0041】

なお、この実施の形態においては、動翼10について説明したが、この発明は、静翼にも適用できる。この発明を動翼および静翼に適用することにより、燃焼ガスG1、G2の流れがスムーズとなり、さらに、タービン効率上良い。

【0042】

また、この実施の形態における前記各条件(転向角 $\Delta\alpha 1$ が約 $115^\circ \sim 150^\circ$ 、最大肉厚 T_{max} と翼弦長Cとの比 T_{max}/C が約0.15以上、後縁のウェッジ角WAが約 10° 以下、流出角 $\alpha 4$ が $60^\circ \sim 70^\circ$ 、後縁3の肉厚dとスロットOとの比 d/O が約0.15以下、冷却通路11から後縁3までの距離L1と翼の後縁肉厚dとの比 $L1/d$ を2以下)は、少なくとも、前記動翼10のハブ部において満足すれば良い。

【0043】

【発明の効果】

以上から明らかなように、この発明にかかるガスタービン翼(請求項1)は、隣り合う翼の腹面と背面との内接円の径が前縁から後縁にかけて小さくなるものであるから、流入角と流出角とを大きくしても、隣り合う翼の間の通路において、減速通路となることがない。これにより、転向角が大きく仕事が高い高負荷のガスタービンに最適なガスタービン翼を提供することができる。

【0044】

また、この発明にかかるガスタービン翼(請求項2)は、転向角を 115° 以上とし、翼の最大肉厚と翼弦長との比を0.15以上とし、後縁のウェッジ角を 10° 以下とする。これにより、隣り合う翼の腹面と背面との内接円の径が前縁から後縁にかけて小さくなる通路が、幾何学的に、決定することとなる。このために、ガスタービン翼の設計が簡単である。

【0045】

また、この発明にかかるガスタービン翼(請求項3)は、冷却通路が後縁の近

傍にある冷却翼において、後縁の肉厚と隣り合う翼の間のスロートとの比を 0.15 以下とする。これにより、冷却通路が後縁の近傍にある冷却翼であっても、隣り合う翼の腹面と背面との内接円の径が前縁から後縁にかけて小さくなる通路が、幾何学的に、決定することとなる。このために、冷却通路が後縁の近傍にある冷却翼の設計が簡単である。

【0046】

また、この発明にかかるガスタービン翼（請求項 4）は、冷却通路が後縁の近傍にある冷却翼において、冷却通路から後縁までの距離と翼の後縁肉厚との比を 2 以下とする。これにより、請求項 3 にかかる発明と同様に、冷却通路が後縁の近傍にある冷却翼であっても、隣り合う翼の腹面と背面との内接円の径が前縁から後縁にかけて小さくなる通路が、幾何学的に、決定することとなる。このために、冷却通路が後縁の近傍にある冷却翼の設計が簡単である。

【図面の簡単な説明】

【図 1】

この発明のガスタービン翼の実施の形態 1 を示す動翼のハブ部における流入角、流出角、スロート、後縁肉厚、冷却通路から後縁までの距離の説明図である。

【図 2】

同じく、隣り合う翼の腹面と背面との内接円の径が前縁から後縁にかけて小さくなる通路を示す説明図である。

【図 3】

同じく、肉厚および最大肉厚、翼弦長、ウェッジ角、キャンバーライン流入角、流出角を示す説明図である。

【図 4】

(A) は T_{max}/C の特性を示すグラフ、(B) は WA の特性を示めグラフ、(C) は d/O の特性を示めグラフである。

【図 5】

この発明のガスタービン翼と従来のガスタービン翼とにおけるタービン効率と転向角との関係を示すグラフである。

【図 6】

タービン効率損失とウェッジ角との関係を示すグラフである。

【図 7】

従来のガスタービン翼を示す動翼のハブ部における流入角、流出角、スロートの説明図である。

【図 8】

理想の通路幅と課題がある通路幅とを示すグラフである。

【図 9】

流入側の燃焼ガスの向きと流出側の燃焼ガスの向きとを示す説明図である。

【図 1 0】

転向角を示す説明図である。

【図 1 1】

転向角を大きくした場合を示す説明図である。

【図 1 2】

大きくした転向角を示す説明図である。

【符号の説明】

- 1、1 0 動翼
- 2 前縁
- 3 後縁
- 4 腹面
- 5 背面
- 6 通路
- 7 最大幅
- 8 最小幅
- 9 キャンバーライン
- 1 1 冷却通路
- 1 2 噴出口
- 9 1、9 2、9 3、9 4 内接円
- G 1 流入側の燃焼ガス
- G 2 流出側の燃焼ガス

$\alpha 1$ 、 $\alpha 3$ 流入角

$\alpha 2$ 、 $\alpha 4$ 流出角

O スロート

U 回転方向

ΔH 各段の各翼の仕事

$\Delta \alpha$ 、 $\Delta \alpha 1$ 転向角

$V \theta$ 燃焼ガスの向き

$V \theta 1$ 流入側の燃焼ガスの向き

$V \theta 2$ 流出側の燃焼ガスの向き

T、 T_{max} 肉厚

C 翼弦長

WA ウェッジ角

d 後縁肉厚

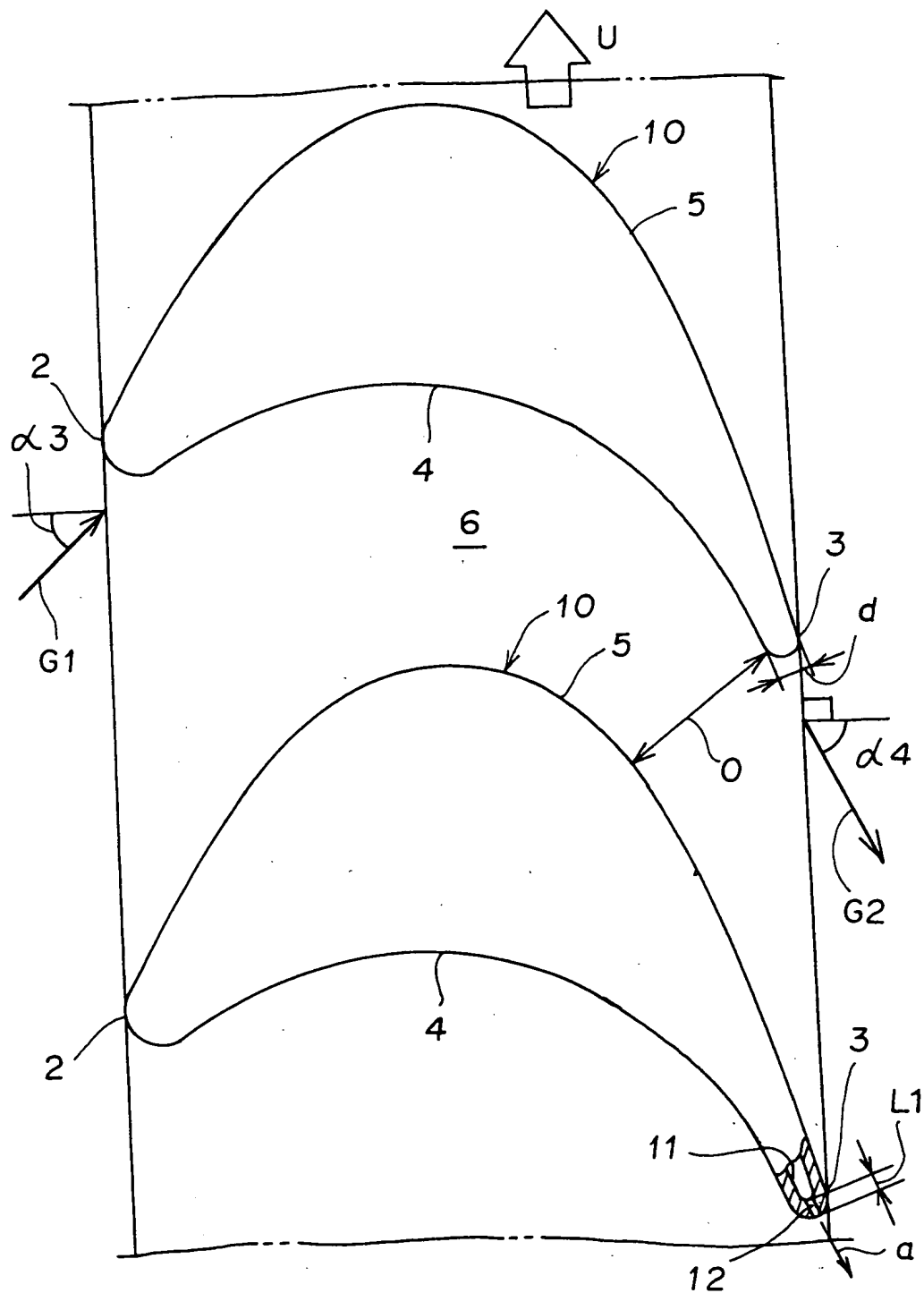
$\varphi 1$ 、 $\varphi 2$ 、 $\varphi 3$ 、 $\varphi 4$ 内接円

R 1、R 2、R 3、R 4 径 (直径)

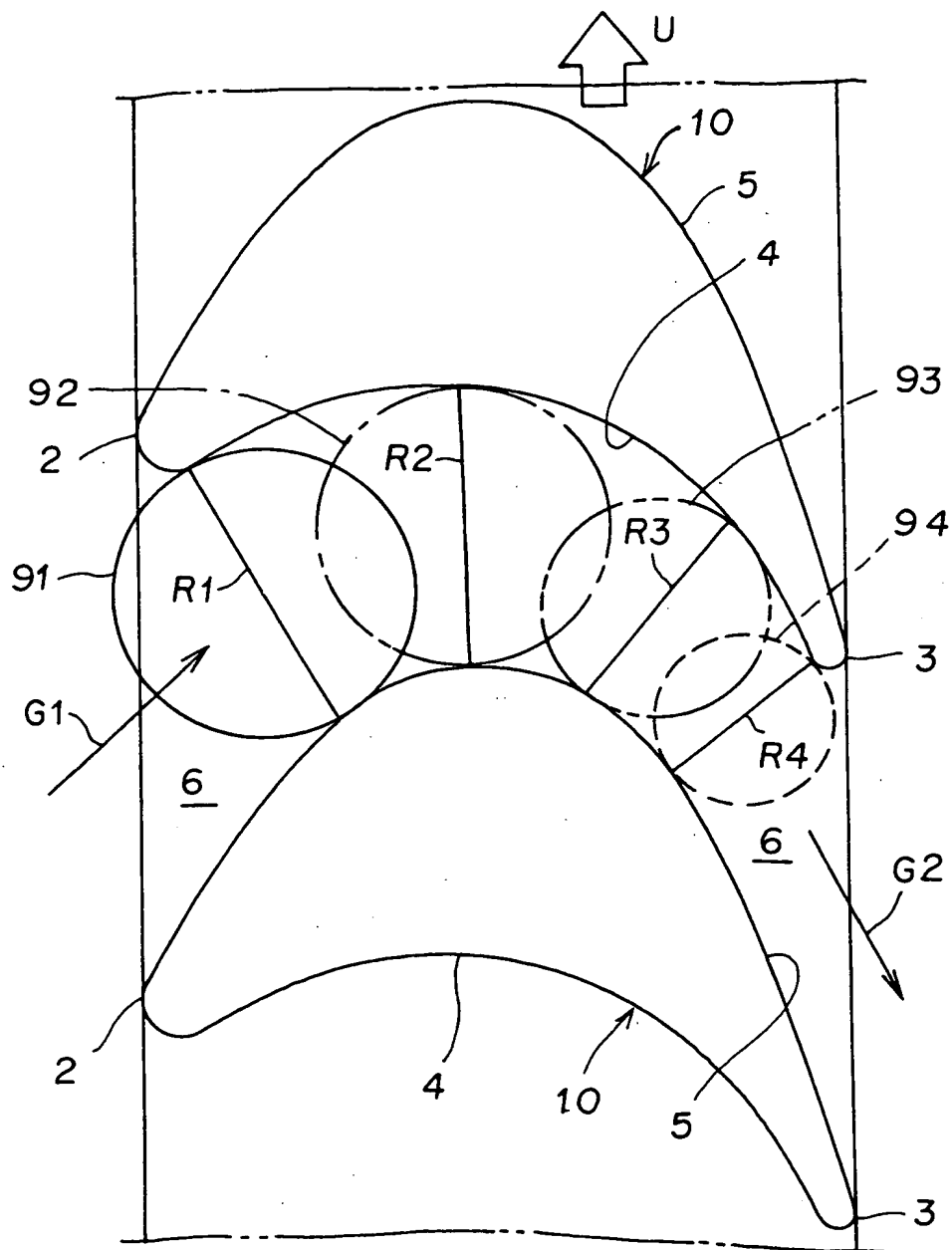
L 1 噴射口の長さ

【書類名】 図面

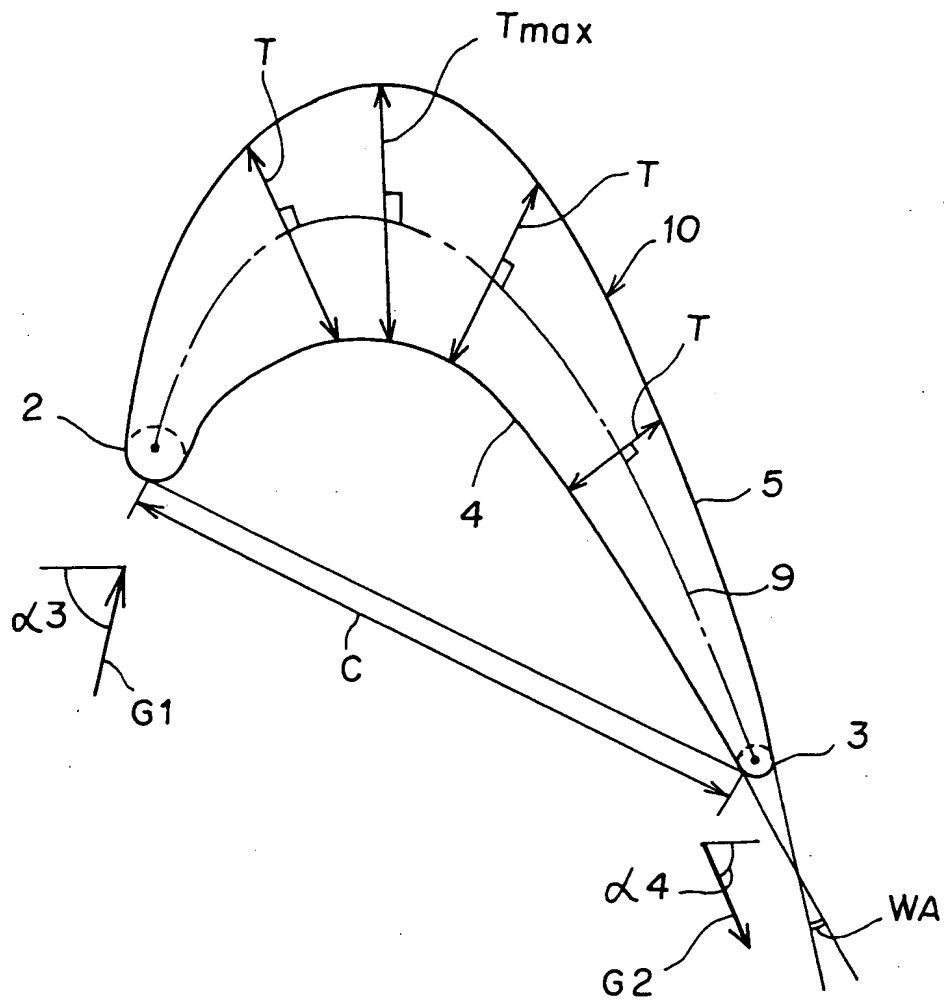
【図 1】



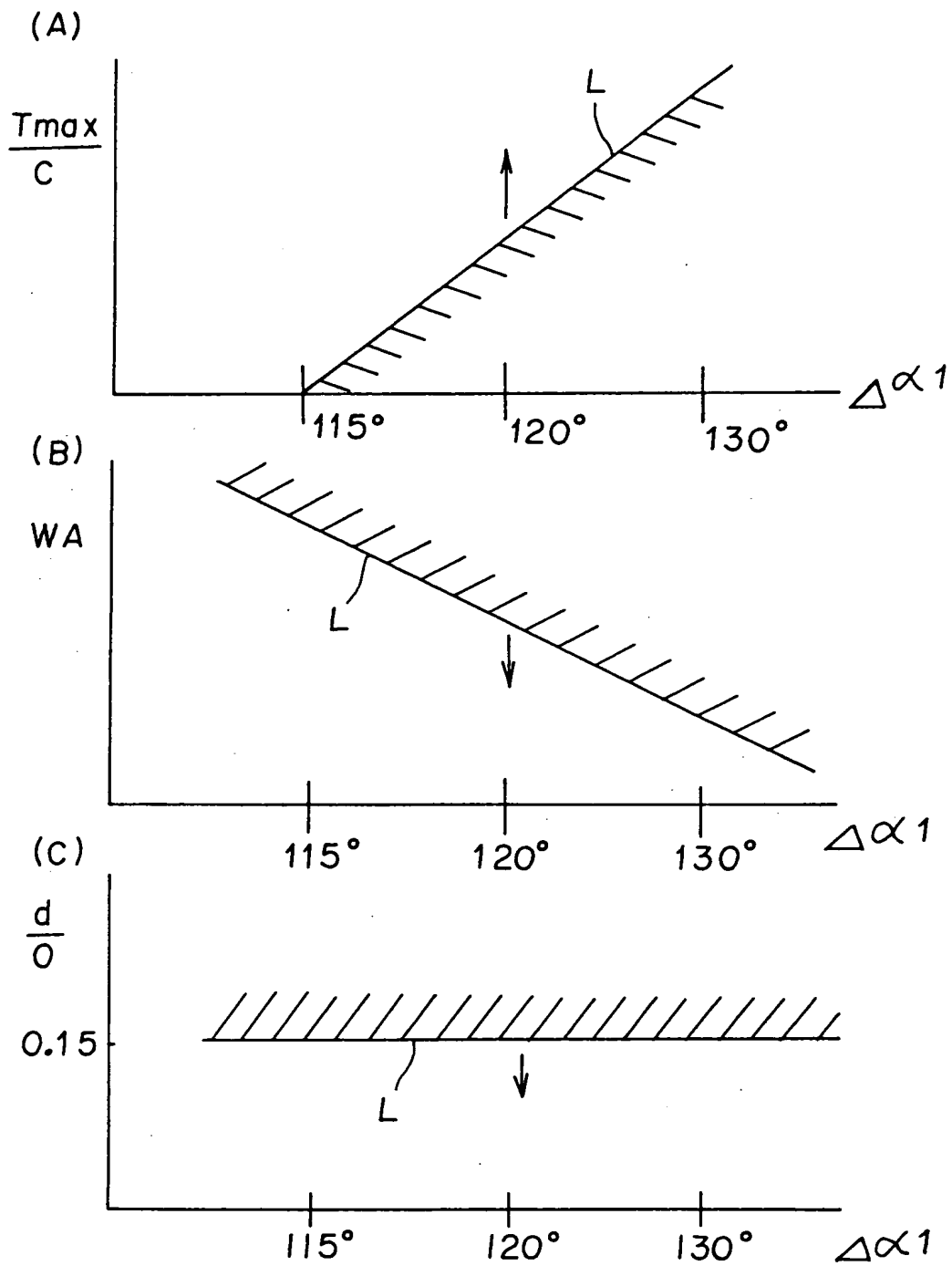
【図2】



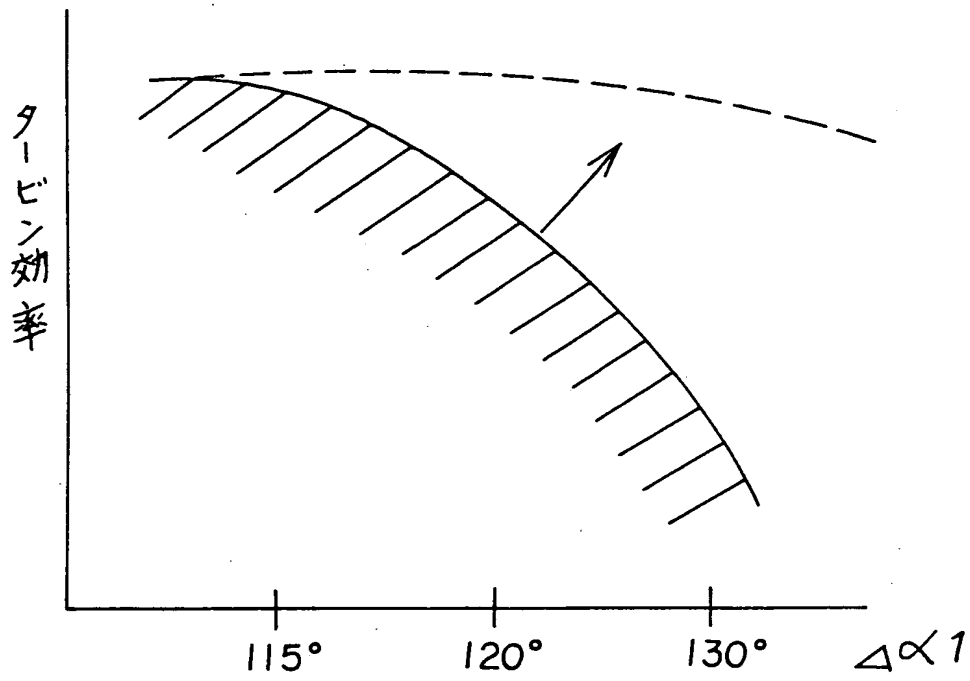
【図 3】



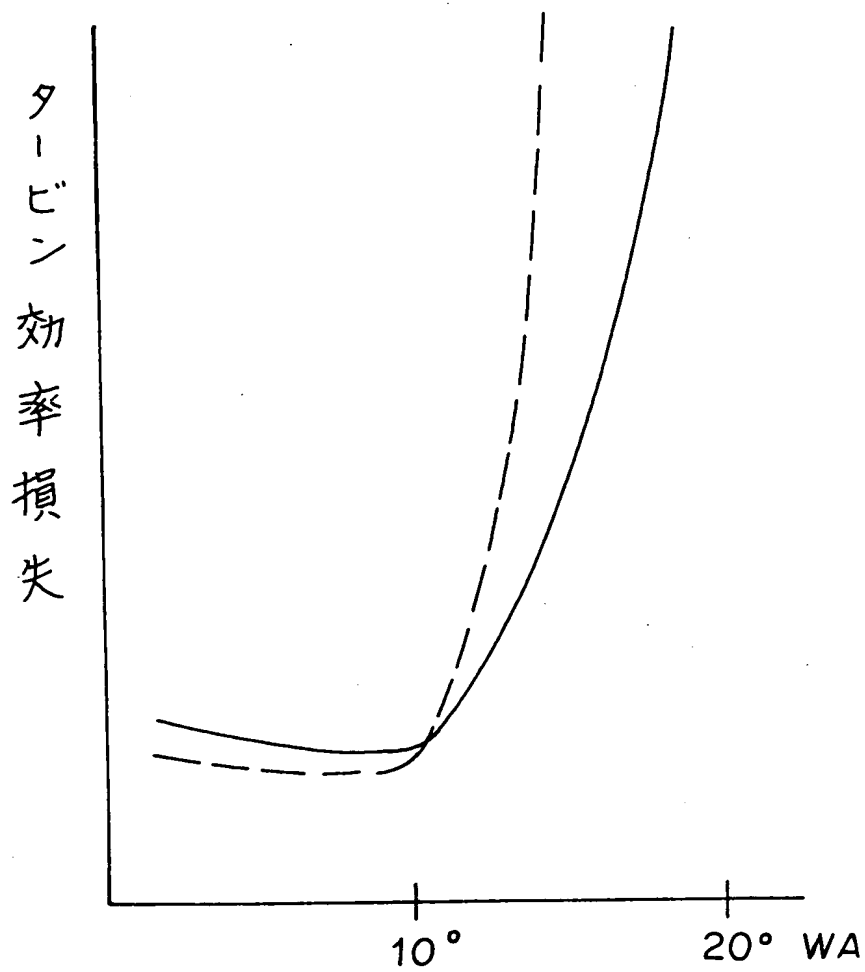
【図4】



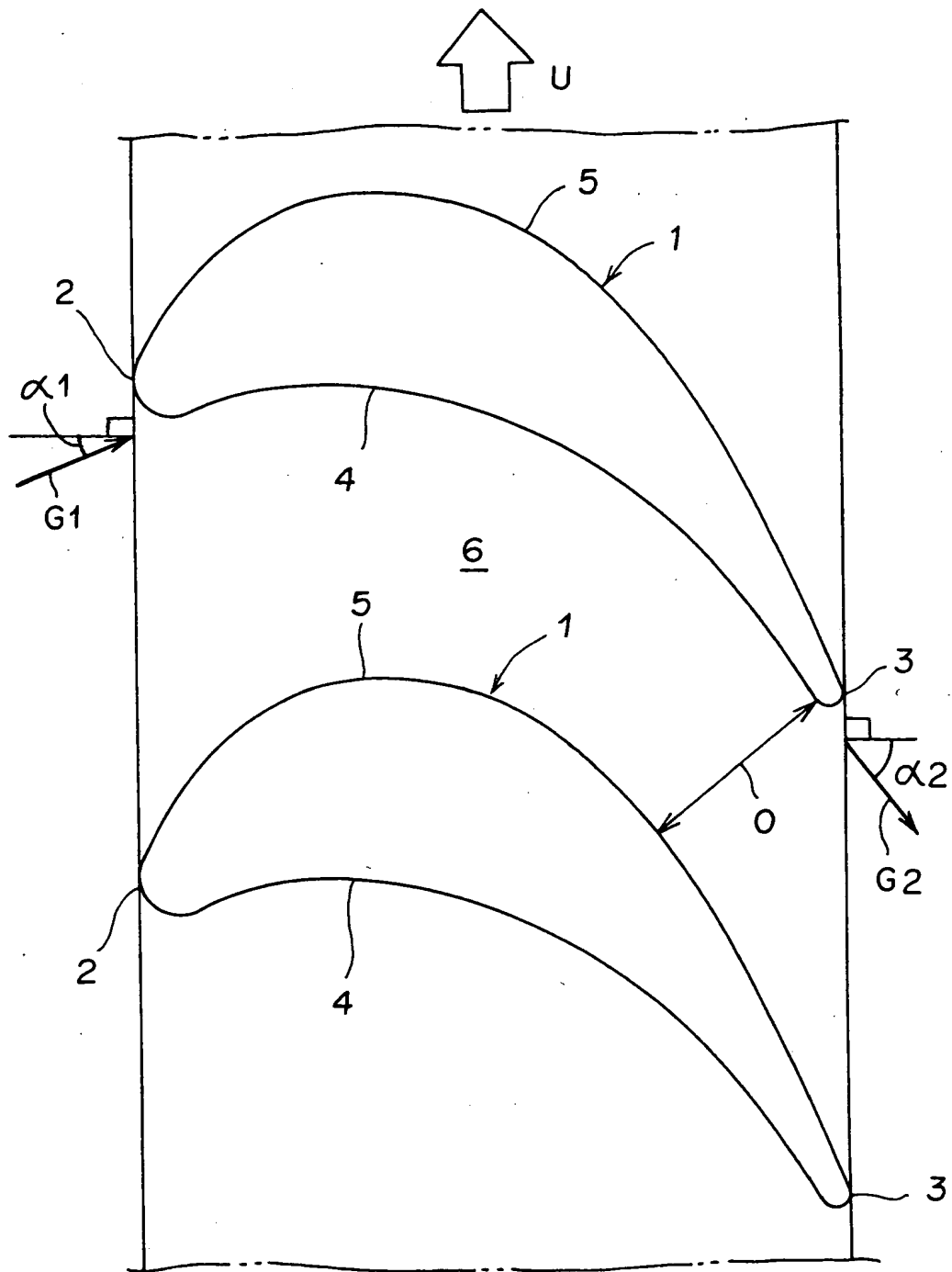
【図5】



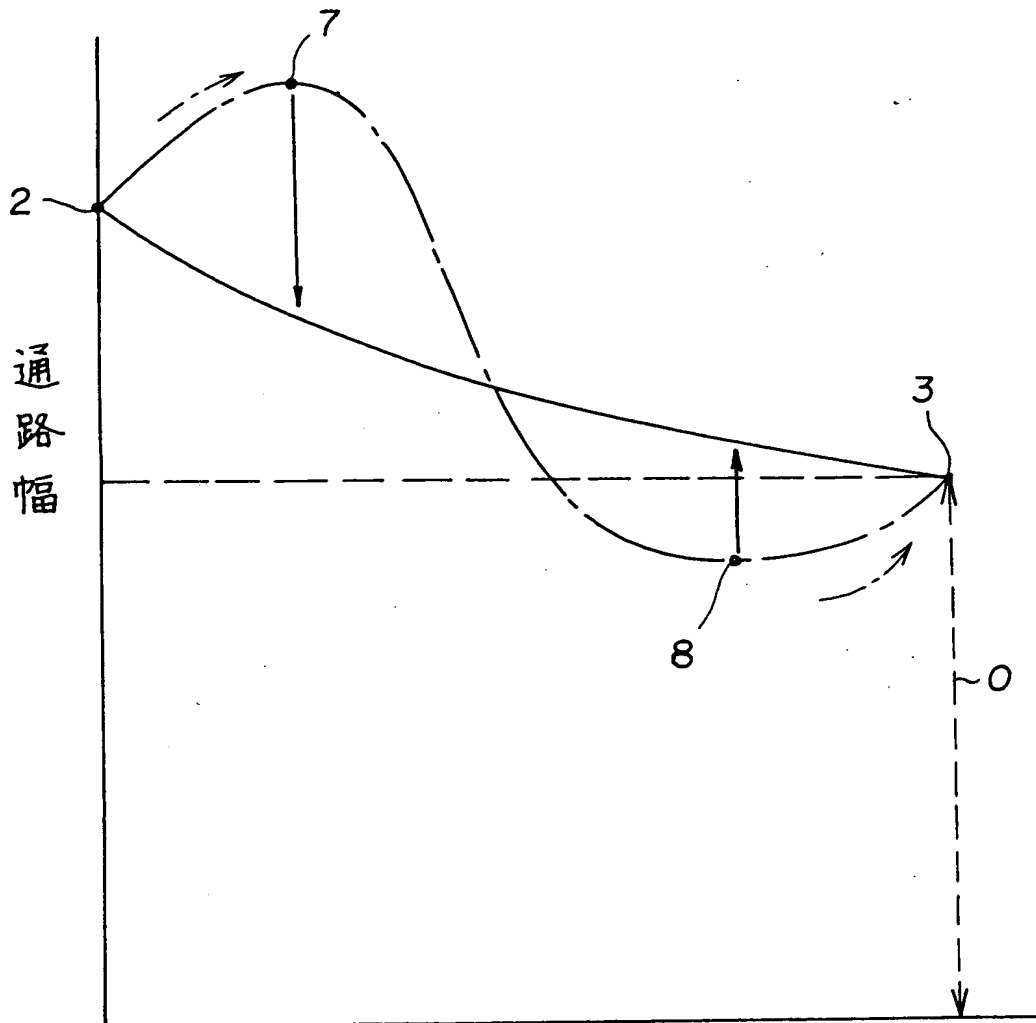
【図 6】



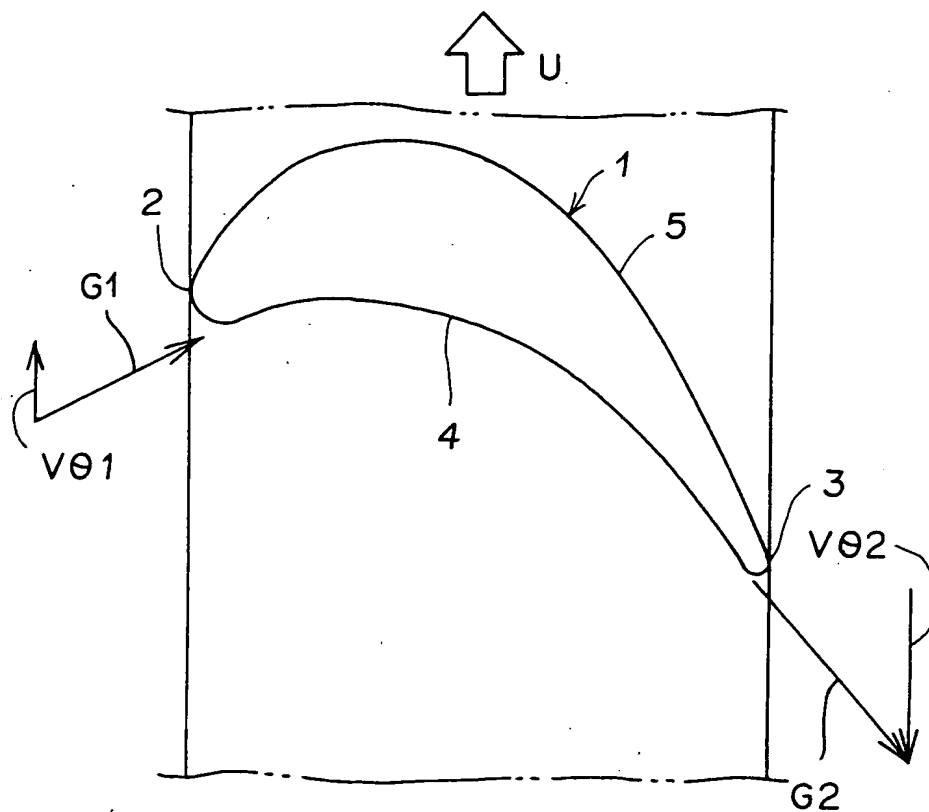
【図 7】



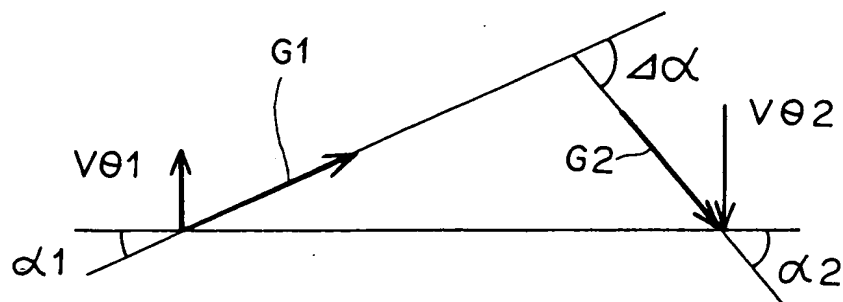
【図 8】



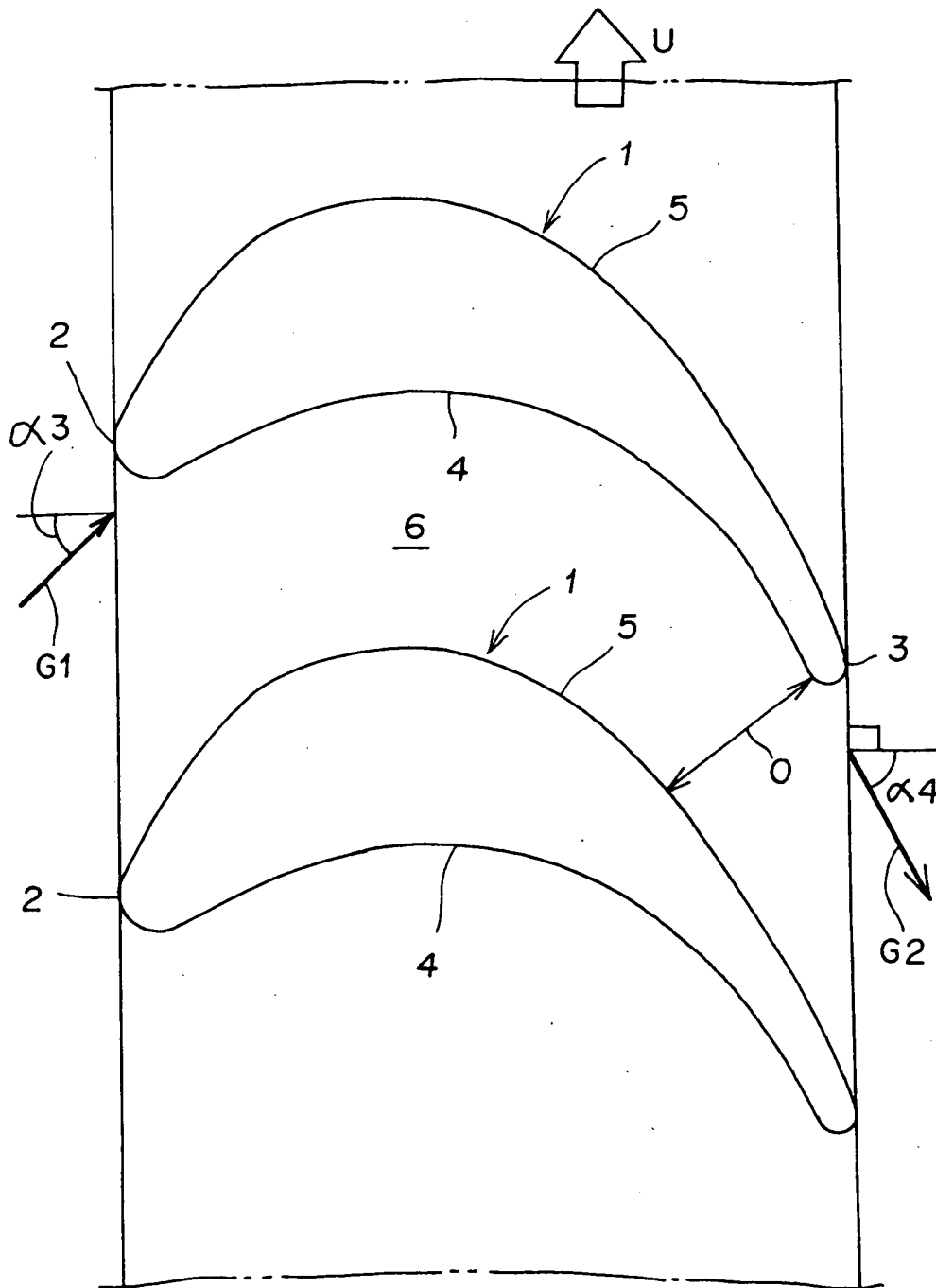
【図 9】



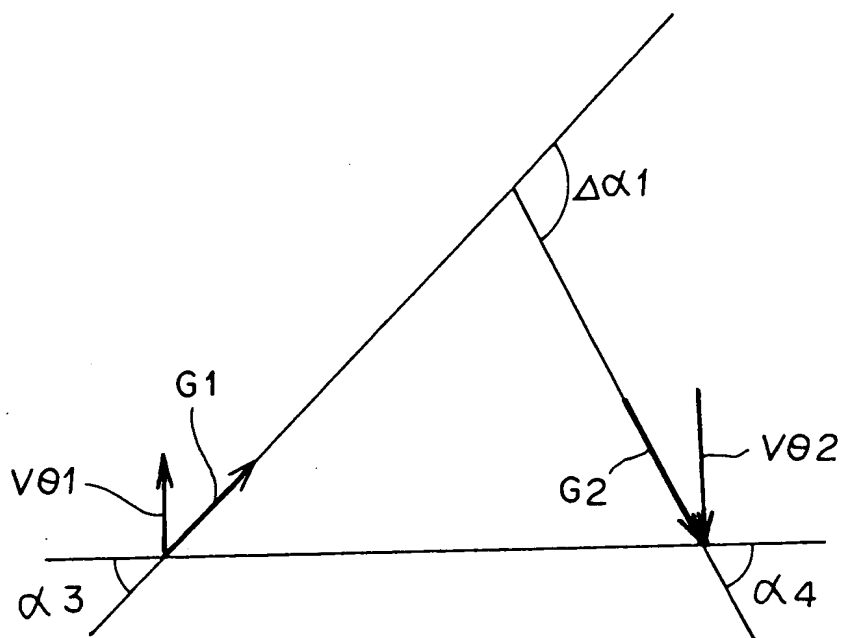
【図 10】



【図11】



【図 1 2】



【書類名】 要約書

【要約】

【課題】 転向角が大きく仕事が多い高負荷のガスタービンに最適なガスタービン翼を目的とする。

【解決手段】 隣り合う動翼 10 の腹面 4 と背面 5 との内接円 9 1、9 2、9 3、9 4 の径 R_1 、 R_2 、 R_3 、 R_4 が前縁 2 から後縁 3 にかけて小さくなる。この結果、流入角 α_3 と流出角 α_4 とを大きくしても、隣り合う動翼 10 の間の通路 6 において、減速通路となることがない。これにより、転向角 $\Delta \alpha_1$ が大きく仕事が多い高負荷のガスタービンに最適なガスタービン翼を提供することができる。

【選択図】 図 1

特 2 0 0 1 - 0 0 5 7 2 3

出 願 人 履 歴 情 報

識別番号 [0 0 0 0 0 6 2 0 8]

1. 変更年月日	1 9 9 0 年 8 月 1 0 日
[変更理由]	新規登録
住 所	東京都千代田区丸の内二丁目 5 番 1 号
氏 名	三菱重工業株式会社